

文章编号: 1007-7294(2025)07-1048-13

水下超声速射流诱导流场特性三维数值分析

王旭刚^{1,2}, 曹越³, 徐嘉², 王凡瑜², 俞建阳³

(1. 哈尔滨工程大学 船舶工程学院, 哈尔滨 150009; 2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076; 3. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘要: 为研究喷管进出口不同压比条件下水下回转体尾部喷流流场特征, 本文基于 VOF 多相流模型对超声速射流诱导流场特性展开研究, 分析了不同压比下回转体尾部流场形成演化规律和诱导空泡形态分布。研究表明: 射流尾空泡形态与喷管压比密切相关, 低压比射流(喷管未过膨胀)诱导尾空泡呈现出类似超空泡的锥形形态; 高压比条件下(压比为 11.36, 喷管过膨胀)射流受尾涡影响减弱, 高压比射流在 Kelvin-Helmholtz 不稳定性驱动的剪切夹带作用下会演化为脉动射流; 脉动射流流场内的“回击”现象和水介质压力扰动会对射流的脉动特性产生“正反馈”; 高压比射流转为脉动射流后流道颈缩程度随时间剧烈波动, 初始空泡的破碎会使颈缩位置随时间随机分布; 高压比射流在压比为 21、喷管欠膨胀时, 流场脉动特性发生转变, 尾空泡形态趋于稳定, 回转体底部压力波动幅度降低。

关键词: 水下超声速气体射流; 气液两相流; 尾空泡; 数值模拟

中图分类号: V238 **文献标识码:** A **doi:** 10.3969/j.issn.1007-7294.2025.07.004

Simulation analysis on characteristics of flow field induced by submerged supersonic jets

WANG Xu-gang^{1,2}, CAO Yue³, XU Jia², WANG Fan-yu², YU Jian-yang³

(1. College of Shipbuilding Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150009, China; 2. Beijing Institute of Aerospace Systems Engineering, Beijing 100076, China; 3. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: This paper investigates the characteristics of the flow field induced by a supersonic jet at the tail of an underwater axisymmetric vehicles under different pressure ratio conditions, based on the volume of fluid (VOF) multiphase flow model. The study analyzes the evolution of the flow field at the tail of the axisymmetric vehicles and explores the morphological distribution of the induced cavity at various time instances under different pressure ratios. The research findings indicate a close relationship between the jet's tail cavity morphology and the nozzle pressure ratio. When the pressure ratio is relatively low, the tail cavity exhibits a conical shape similar to the supercavitation. As the pressure ratio increases, the influence of the tail vortex on the jet gradually diminishes, and the high-pressure ratio jet evolves into a pulsating jet under the action of shear entrainment driven by the Kelvin-Helmholtz instability. Within the pulsating jet flow field, phenomena such as "back-attack" and pressure disturbances in the water medium lead to a "positive feedback" effect on the pulsation characteristics of the jet. After the high-pressure ratio jet transforms into a

收稿日期: 2025-01-17

基金项目: 装备重大基础研究项目(90XXX08)

作者简介: 王旭刚(1981-), 男, 博士, 研究员, E-mail: vwangxugang@126.com;

俞建阳(1987-), 男, 副教授, 博士生导师, 通讯作者, E-mail: jayoung1229@gmail.com。

pulsating jet, the degree of jet necking fluctuates significantly with time, and the initial bubble breakup results in a random distribution of the jet necking location with time. With a further increase in pressure ratio, the morphology of the pulsating tail cavity tends to stabilize, and the pressure fluctuation amplitude at the bottom of the axisymmetric vehicles decreases.

Key words: submerged supersonic gas jet; multiphase; tail cavity; numerical simulation

0 引言

水下气体射流在水下航行体推进、水下切割、流量控制和减阻等工程领域有着广泛的应用^[1],水下气体射流问题是一个复杂的非定常流体力学难题,流场中涉及到湍流现象、转捩过程、旋涡生成、激波传播以及气体、液体两相间强相互影响,气体射流的发展过程可分为前期和中后期两个阶段^[2]。射流初期是初始空泡形成和发展的过程,许多学者对该过程展开了研究,鲁传敬等^[3]采用简化的等压气泡模型,实现了气、水流动与物体运动的数值耦合求解;贺小艳等^[4]应用位标函数方法对水下气体射流两相交界面进行捕捉;张春等^[5]采用雷诺时均 Navier-Stokes 方法和流体体积模型,对两相耦合流场展开数值求解,这些研究揭示了射流发展初期的基本流场。王乐勤等^[6]利用 VOF 两相流模型,发现了射流初期气泡内部的逆向涡流,喷管管口附近的压力峰值区以及复杂的压缩和膨胀波,进一步细化了初始空泡内部的流动结构,补充了射流初期的流场细节。

射流发展进入中后期开始呈现脉动特性,并出现颈缩、鼓胀、回击的特有现象,大量学者对此展开研究。Aoik 等^[7]最早在冶炼炉内的射流研究中观察到回击现象;王柏懿等^[8]通过水下超声速气体射流动力学行为实验,揭示了回击现象的力学机制和规律;Dai 等^[9]对拉法尔喷管进行了水下射流实验,发现了流场中的激波结构会增强流场压力脉动的现象;施红辉等^[10]使用水下超声速气体射流实验系统对射流的力学机制进行了探究,揭示了压力脉动与流场内激波反馈的关系;Shi 等^[11]对静水中的水下超声速气体射流进行了详细的研究,并总结了超声速射流流场的颈缩、鼓胀、回击现象;王超等^[12]对水下超声速气体射流的形态及发展过程进行了可视化观察分析,解释了射流颈缩现象是由气液界面不稳定造成的。

基于以上研究,单一压比条件下的水下超声速气体射流的发展过程、流动特征已经得到详细的解释,近年来许多学者又开始展开多压比超声速射流流场的特征研究和分析。许昊等^[13]使用水洞进行实验,探讨了不同压比下射流诱导尾空泡的形态,其结果表明,由不同压比诱导的空泡形态主要有四种,分别是泡沫状空泡、完整形态空泡、部分破碎空泡和脉动泡沫状空泡。为进一步揭示射流诱导尾空泡的流场特征,Yang 等^[14]通过实验探究了尾空泡空化数与压比的关系,对不同空泡形态下空化数随压比的变化规律进行了总结。Qu 等^[15]通过尾空泡在低表面张力条件下的实验,发现了高压比条件下的射流尾空泡夹带能力更强。

综上所述,尽管多压比射流诱导尾空泡的相关实验对揭示尾空泡流场特征有所帮助,但其无法得到空泡内部详细的流场形态分布。因此,为了刻画水下回转体尾部喷流的流场细节,并进一步探究变压比条件下尾空泡流场形成、演化的规律,本文在水下回转体尾部超声速射流诱导流场数值模拟的基础上,对水下超声速气体射流这一复杂非定常流体力学问题加以综合分析,以揭示射流在不同压比下的演化规律和流场特征以及脉动射流形成机理。

1 仿真工况设置与数值仿真模型

1.1 仿真工况设置

本文的水下超声速射流诱导流场计算模型所用拉法尔喷管几何尺寸如图 1 所示,喷管总长 L 为

10 mm, 喉部直径 d 为 1.35 mm, 扩张比为 2.54, 收缩段型面采用移轴维托辛斯基公式计算得到, 扩张段型面曲线由基于特征线法的短化喷管设计方法^[16]给出。喷管出口背压 P_b 等于工作压力(100 kPa), 由拉法尔喷管等熵流动中的连续性方程、等熵关系式和正激波关系式, 可求得不同工况下喷管的入口总压, 进而求得喷管入口压力与出口压力之比(下文简称压比), 具体参数如表 1 所示。

表 1 拉法尔喷管不同工况下的参数

Tab.1 Parameters of Laval nozzle under different working conditions

工况	P_0 /MPa	压比	射流状态
1	0.104	1.04	喉部为声速, 其余为亚声速
2	0.182	1.82	正激波位于喷管内
3	0.229	2.29	正激波位于喷管出口
4	1.136	11.36	过膨胀
5	1.58	15.80	完全膨胀
6	2.1	21.00	欠膨胀

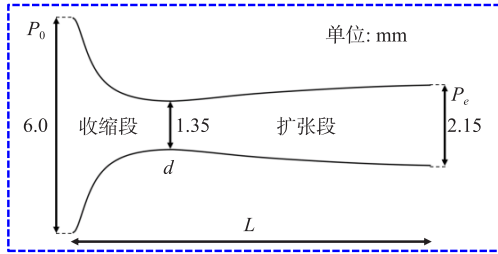


图 1 喷管几何尺寸
Fig.1 Nozzle geometry

1.2 数学模型与数值计算模型

水下超声速气体射流涉及复杂的多相流动, 本文对计算模型进行一定的简化, 射流气体的密度根据理想气体状态方程给定, 来流水的密度为固定值 998.2 kg/m^3 , 壁面采用无滑移标准壁面边界条件, 整个射流过程忽略重力的影响并不考虑相变, 以 VOF 多相流模型对两相界面进行捕捉, 流体运动控制方程选用雷诺时均 N-S 方程组, 相关的质量方程、动量方程、能量方程、液相体积分数输运方程分别如下:

$$\frac{\partial \rho_m}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho_m u_i) = 0 \tag{1}$$

$$\rho_m \frac{du_i}{dt} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_m \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] + F_i \tag{2}$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho_m E) + \frac{\partial}{\partial x_i} [u_i (\rho_m E + p)] = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(k_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) \tag{3}$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\alpha_w \rho_w) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\alpha_w \rho_w u_i) = 0 \tag{4}$$

式中, t, x, u 分别表示时间、坐标和速度, 下标 i 和 j 为自由下标; μ_m 为混合相粘性系数, ρ_m 表示混合相密度, F_i 是重力分量; E 为两相流总能量, T 和 p 分别表示流体的温度和压力, 有效热传导率用 k_{eff} 表示, α_w 和 ρ_w 分别代表水的体积分数和密度。

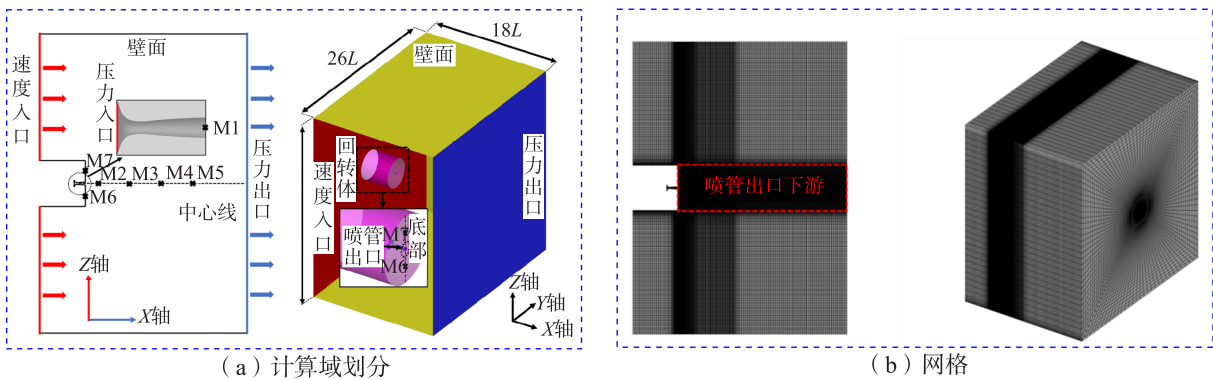


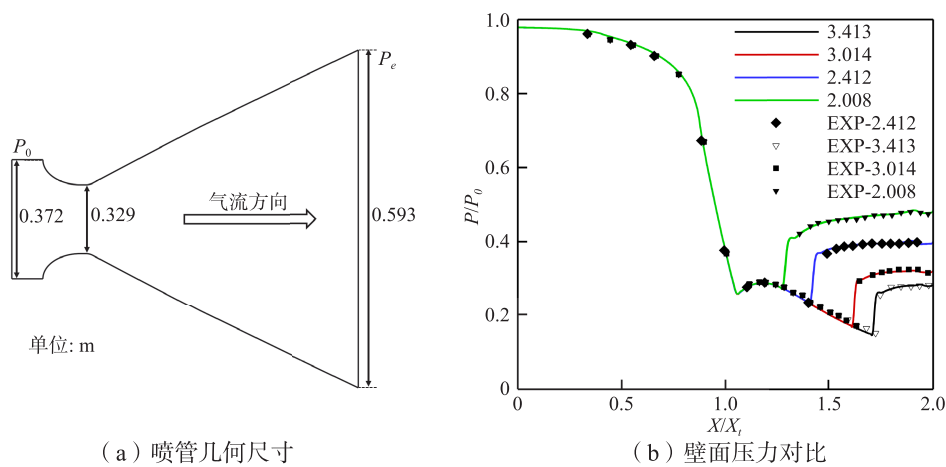
图 2 计算域划分与网格

Fig.2 Partitioning and meshing of computational domain

数值计算模型如图 2 所示, 喷管入口为压力入口, 总压由表 1 给出, 由来流弗劳德数 $Fr=0.65$, 将来流速度设为 4.071 m/s , 工作压力为 100 kPa 。回转体直径 $D=4L$ 。为探究脉动射流状态下流场中心线不同位置压力随时间的变化, 在图 2(a)中设置 M1 至 M5 若干监测点, 其中, M2 与 M5 之间各监测点相距 $2L$, M2 与喷管出口中心点即 M1 相距 L , 此外, M6 和 M7 为设置在回转体底部的监测点, 与回转体外围相距 $D/4$, 目的是监测流场下游压力扰动对上游的影响。为保证模拟的精确性, 计算域网格采用结构化网格, 并将喷管出口附近和下游区域进行网格加密, 划分好的网格如图 2(b)所示, 总数约为 450 万。

1.3 数值仿真模型验证

为了表明数值仿真模型的有效性, 本文根据参考文献[17]中二维非轴对称拉法尔喷管的实验结果和文献[13]中水洞实验的实验结果对数值方法展开验证。文献[17]中喷管几何尺寸如图 3(a)所示, 选用 Standard $k-\epsilon$ 湍流模型, 喷管近壁面采用标准壁面函数进行处理, 对该二维非轴对称拉法尔喷管展开数值模拟。



(a) 喷管几何尺寸

(b) 壁面压力对比

图 3 喷管几何尺寸与壁面压力对比

Fig.3 Nozzle geometry and comparison of wall pressures

图 3(b)为壁面压力仿真结果与实验结果的对比, 图 4 和图 5 为工况 1、3 和 4 的仿真结果与文献[13]中水洞实验的实验结果的对比。在工况 1 和 3 下, 仿真结果能很好地刻画出尾空泡的完整形态和部分破碎形态; 在工况 4 下, 实验中空泡的形态为脉动空泡, 仿真结果可以很好地捕捉到这一形态下射流的颈缩鼓胀现象, 体现出流场脉动特性。根据实验记录的对比可见, 本文数值仿真的结果能够较为准确

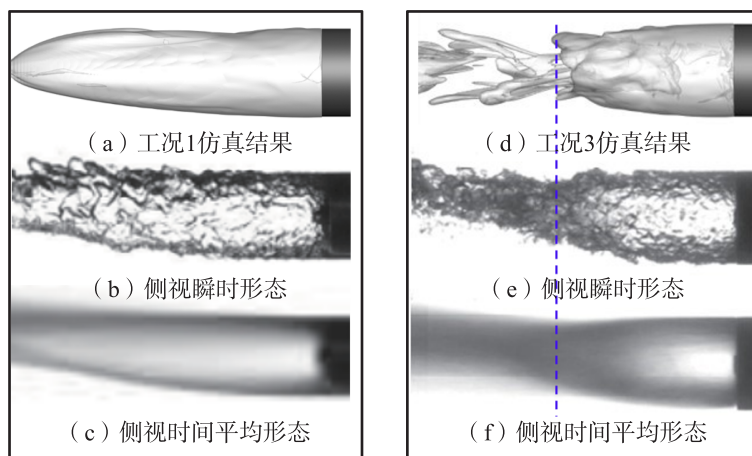


图 4 压比 1.04 和压比 2.29 时实验与仿真结果对比

Fig.4 Comparison between experimental and simulation results for pressure ratio=1.04 and 2.29

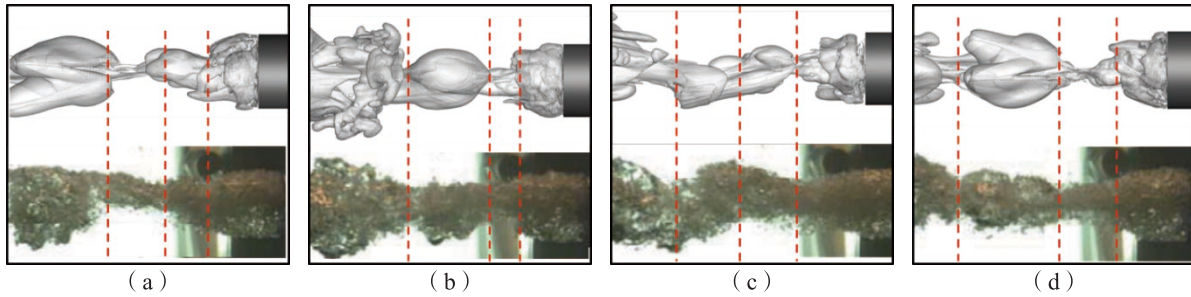


图5 压比为 11.36 时实验与仿真结果对比

Fig.5 Comparison between experimental and simulation results with pressure ratio=11.36

确地模拟水下超声速射流诱导尾空泡的形态、空泡发展变化的规律, 仿真模型可以较好地模拟水下回转体尾部超声速射流诱导流场的发展过程。

2 仿真结果分析

2.1 空泡形态演化规律

图6为拉法尔喷管六种工况下的空泡形态图。在压比为1.04时, 空泡形态为类似超空泡后半部的锥形空泡(图6(a)), 该形态下空泡内部存在双涡结构和回射现象(图7(a)); 压比为1.82和2.29时, 空泡边界处气水两相剪切脱落的气泡, 不断向空泡尾部聚集并由此影响空泡尾部闭合处的稳定性, 且射流流量相较于压比1.04时增大, 从空泡尾部泄露的气体增多, 二者共同导致空泡尾部闭合处破碎, 空泡此时呈部分破碎形态(图6(b)~(c))。空泡处于完整空泡和部分破碎空泡形态时(低压比射流, 其压比为1.04、1.82和2.29, 喷管射流未达过膨胀), 由于射流所具有的动能较低, 气体射流从喷管扩张段射出后, 受回转体尾部因水流过而形成的尾涡的影响, 被不断卷吸入尾涡中, 随着射流气体的不断流入, 最终完成空泡的闭合或部分破碎空泡的形成(图7(b))。

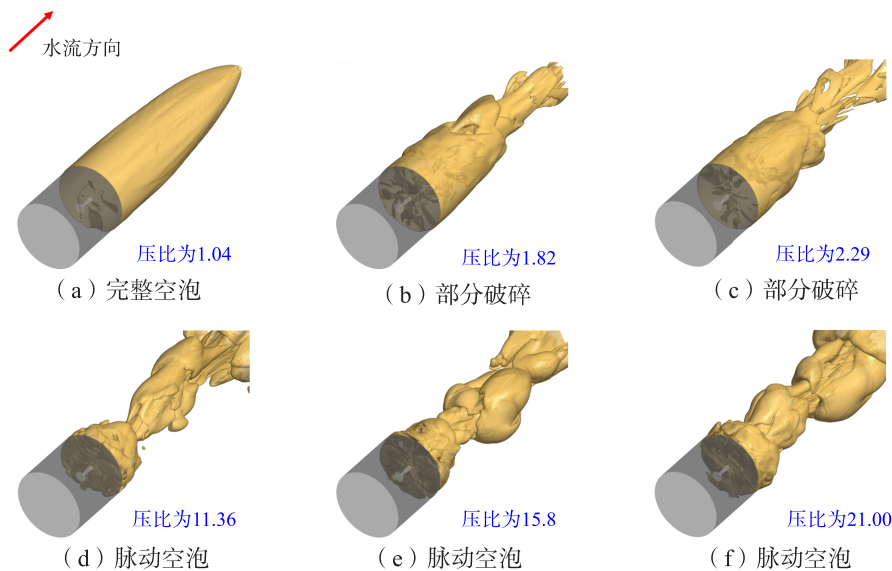


图6 空泡形态

Fig.6 Cavity morphology

喷管压比为11.36时(高压比射流, 喷管处于过膨胀状态), 射流动能较大, 高速射流冲击尾涡, 使得尾涡向下游移动(图7(b))。高速气流离开喷管扩张段后, 一方面受到水的阻滞作用, 另一方面受到尾

涡回流流的冲击,在回转体尾部形成初始空泡。由于射流气体的不断充入,初始空泡体积不断膨胀并向下游移动,随着初始空泡逐渐脱离回转体尾部,射流界面失稳,气体射流逐渐演化为不断鼓胀、收缩的脉动射流,在压比为 11.36、15.80 和 21.00 时空泡形态转变为脉动空泡。

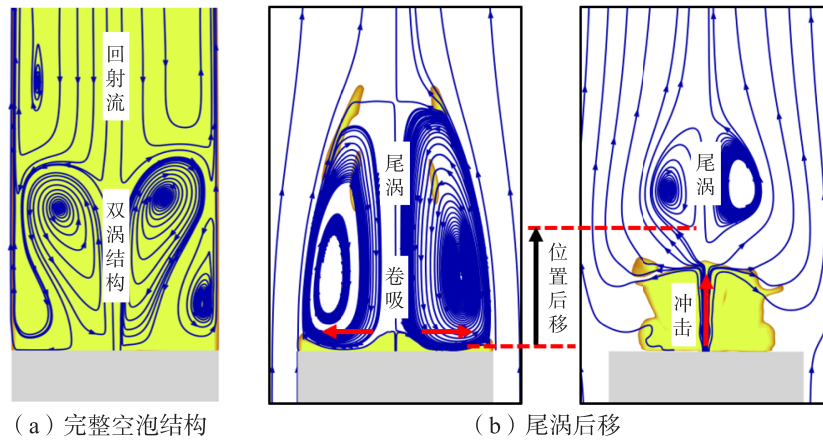


图 7 完整空泡结构与尾涡后移现象

Fig.7 Structure of unbroken cavity and backward movement of trailing vortex

2.2 脉动射流形成机理

高压比射流(压比为 11.36、15.80 和 21.00)在发展初期的流场特征基本相似,都会经历一个初始空泡的形成与鼓胀过程。以工况 5 为例,高速射流离开喷管后一方面受到水介质的阻碍,另一方面还受到回转体尾部尾涡回流流的冲击,由于高压比射流具有很大的动能,射流气体并未被卷入尾涡而是冲击着尾涡不断向下游移动,在这个过程中初始空泡不断生长,并主要沿径向发展,如图 8(a)所示,其中, T_0 时刻为流场的特征时刻,此时空泡径向长度与回转体底部直径一致,流场在 $T_0+3\Delta T$ 时刻由径向发展转为轴向发展,由此定义出 ΔT ,其大小等于 $52L/v$, $v=340$ m/s。

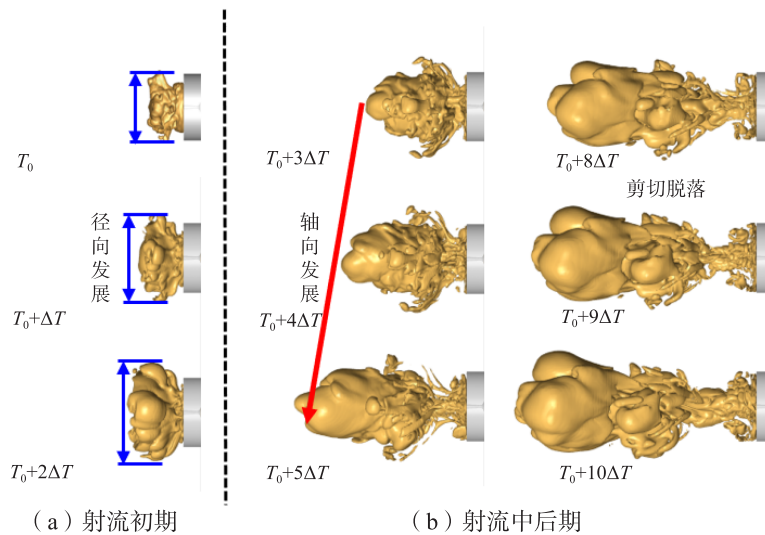


图 8 压比为 15.8 时空泡发展过程

Fig.8 Cavity development process when pressure ratio is 15.8

空泡壁面的移动速度远小于射流,高速射流不断冲击着空泡尾部,在空泡末端减速翻卷,并产生局部高压(图 9, T_0 时刻),随着射流气体的不断充入,初始空泡的压力在短时间内迅速升高并形成压力峰值(图 9, $T_0+\Delta T$ 时刻),空泡在径向不断扩张,因为水介质的流动具有惯性,所以初始空泡的扩张会达到过膨胀状态,

此后空泡压力持续降低,并开始向下游移动(图9, $T_0+3\Delta T$ 和 $T_0+4\Delta T$ 时刻),高速射流与空泡之间逐渐形成充气通道,空泡由径向发展转为轴向发展(图8(b)),在充气通道的推动下,空泡加速向下游移动。

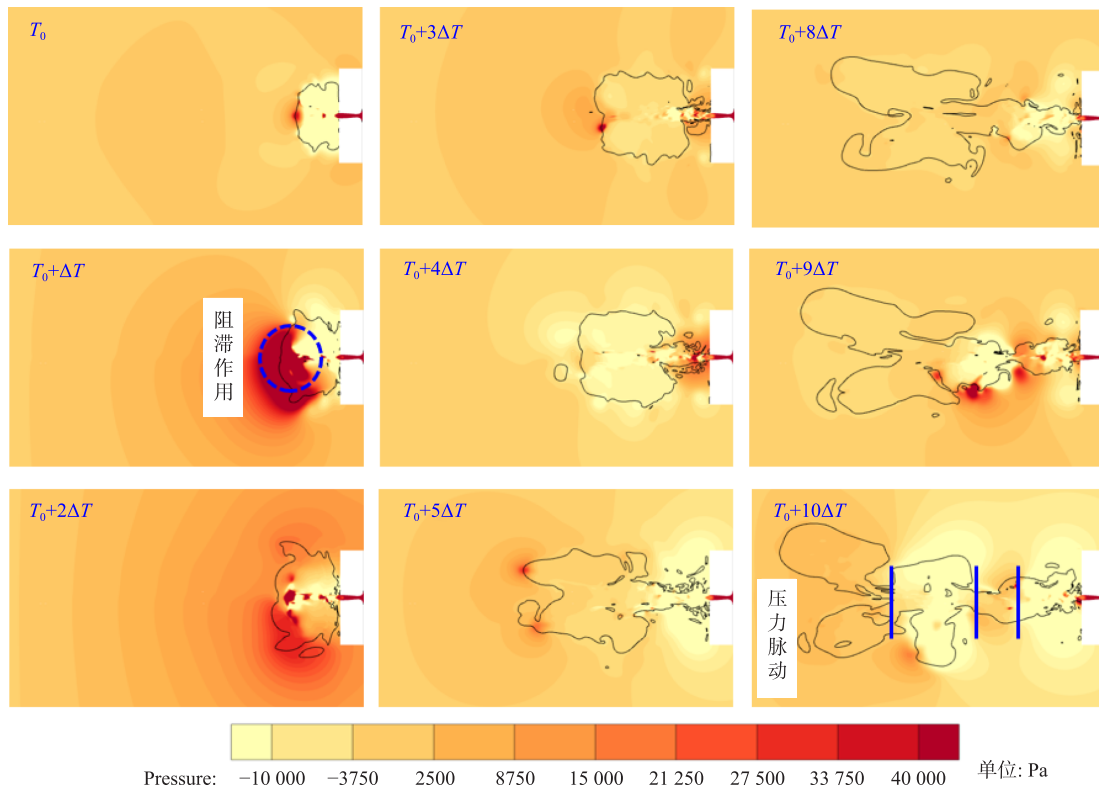


图9 压比为 15.8 时流场压力云图

Fig.9 Contour map of flow field pressure when pressure ratio is 15.8

初始空泡向下游移动的过程中,不断有高速气体从充气通道进入初始空泡,由于气水两相之间存在很大的速度和密度梯度,两相流体在交界面会不断剪切。在这种强烈的剪切作用下,交界面处不断有气团脱落(图8(b), $T_0+8\Delta T$ 时刻),脱落的气团会聚集在回转体的尾部,在回转体下游形成液体和气体以及碎泡相掺混的两相流混合区。由 Kelvin-Helmholtz 不稳定性驱动的界面剪切夹带,使得两相在分界面剧烈掺混,不断促发旋涡并演化为湍流,同时也导致射流界面失稳,如图10所示,充气通道流通面积收缩,而亚声速气流在流经该收缩通道时会增速降压,低压收缩通道在周围水压的作用下会进一步收缩,对射流的界面失稳产生“正反馈”,射流开始出现颈缩现象,颈缩位置的上游气体流动受阻,压力升高,从而导致上游出现射流的膨胀,此后高压比射流转变为脉动射流。

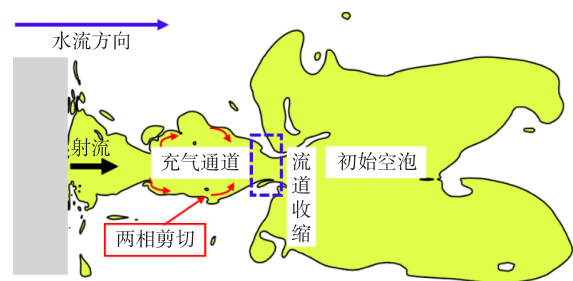


图10 射流示意图

Fig.10 Jet diagram

“回击”现象和水介质压力扰动向上游的传递,是脉动射流流场具有的特征现象。脉动射流在流动过程中,会不断出现颈缩、鼓胀、回击现象,如图11中四个典型时刻所示。在 t_1 时刻射流出现颈缩现象,空泡在 $4L$ 位置处(图12所示, $X/L=1$ 位置为喷管出口处)颈缩通道内气流降压增速,而颈缩通道上游气体运动受到阻碍,压力升高,部分气体反向移动,射流开始鼓胀,随着上游气体体积的增大,射流压力开始回降,当颈缩位置出现在喷管出口附近时,包裹着喷管出口的上游射流压力增大(图12, t_3 时刻 $X/L=1\sim 2$ 位置),喷管出口处受到冲击,管口出现高压(图11(c), t_3 时刻)即喷管出口发生了“回击”现象,

“回击”发生后管口附近射流体积膨胀,压力迅速回落(图 11(c)和图 13, t_4 时刻,图 13 中 d 为喷管喉部直径)。“回击”现象发生时喷管出口下游激波结构会受到破坏,同时由于背压的升高和降低,管内激波的位置在“回击”现象发生时和发生后也会出现移动,这会对喷管推力产生影响。脉动射流在发展过程中,气流通道的膨胀、收缩以及气水两相间的强相互作用,不仅会引发空泡内部压力沿轴线的不平衡分布(图 11(a)),同时也会对周围水介质的压力产生影响,引起水介质压力的扰动(图 11(b)),这种扰动会向上游传递,对回转体尾部产生影响。

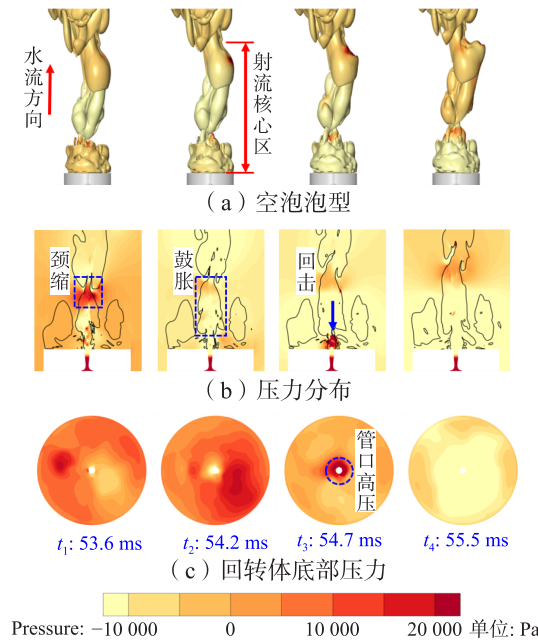


图 11 颈缩、鼓胀、回击现象流场特征

Fig.11 Flow field characteristics of phenomena of necking, swelling and return

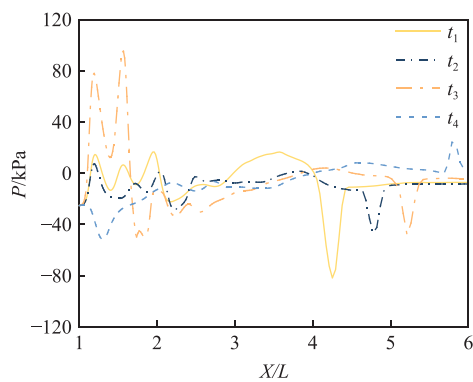


图 12 脉动射流压力随位置变化关系

Fig.12 Curves of P versus X/L for pulsating jet

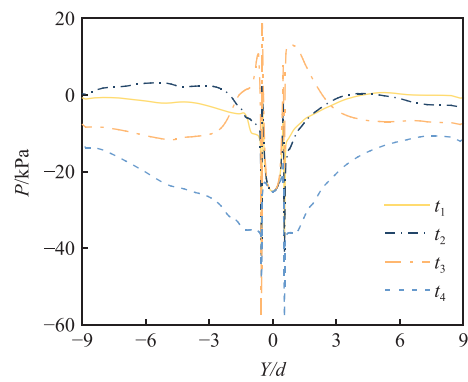


图 13 回转体底部压力分布

Fig.13 Pressure distribution on the bottom of body of revolution

图 14 所示为脉动射流状态下回转体底部监测点压力随时间的变化,监测点压力随时间的脉动变化,与射流空泡不间断的鼓胀、收缩有关,射流内气流通流面积的变化引发周围水介质压力的升高和降低,在这种高低压的交替影响下,回转体底部所受压力随时间脉动变化,同时这种高低压向上游扰动还会对喷管出口及附近的射流产生影响,加剧射流界面的不稳定性,对射流的脉动特性产生“正反馈”。图 15 反映了流场中心线监测点压力随时间的变化,随着监测点远离喷管出口,监测位置压力随时间波动的幅度逐渐减弱, M1 为喷管扩张段内监测点,因为下游的压力扰动无法传递至激波上游,所以该点压力随时间几乎没有变化。

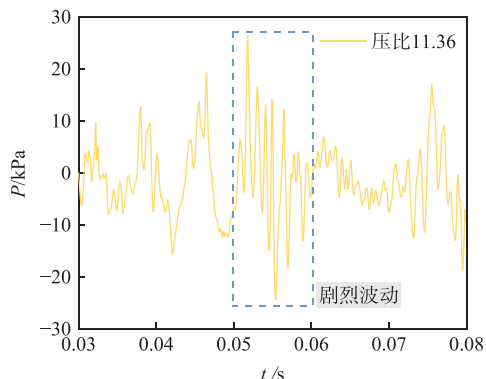


图 14 回转体底部监测点压力

Fig.14 Time history of pressure of monitoring point at the bottom of body of revolution

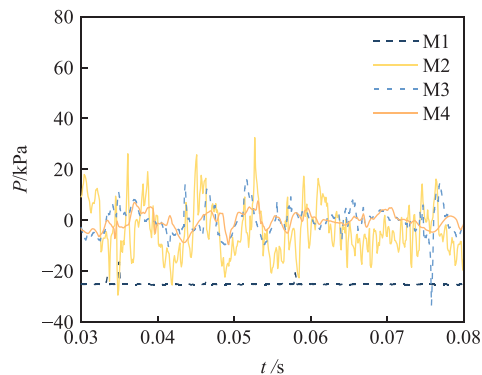


图 15 流场中心线监测点压力

Fig.15 Time history of pressure of monitoring point at flow field center line

进入脉动射流状态后,脉动射流流场内的“回击”现象和水介质压力扰动向上游的反馈,会不断促发射流界面的失稳,导致气流通道的收缩和膨胀,使流场的脉动特性持续下去,高压比射流向脉动射流转变、演化的机理如图 16 所示。

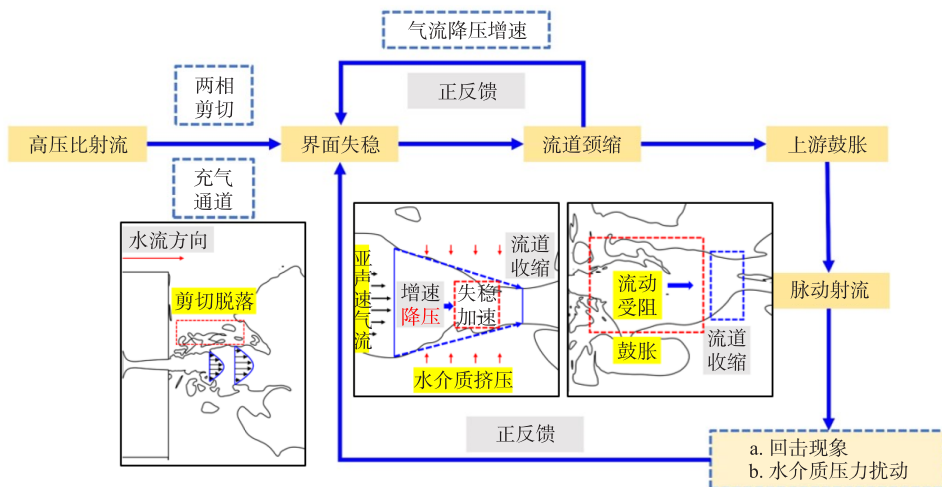


图 16 脉动射流形成机理

Fig.16 Formation mechanism of pulsating jet

2.3 脉动射流流场特征的转变

如图 17 所示,脉动射流状态下,压比的变化对射流的形态分布有着明显的影响,压比为 21.00 时,

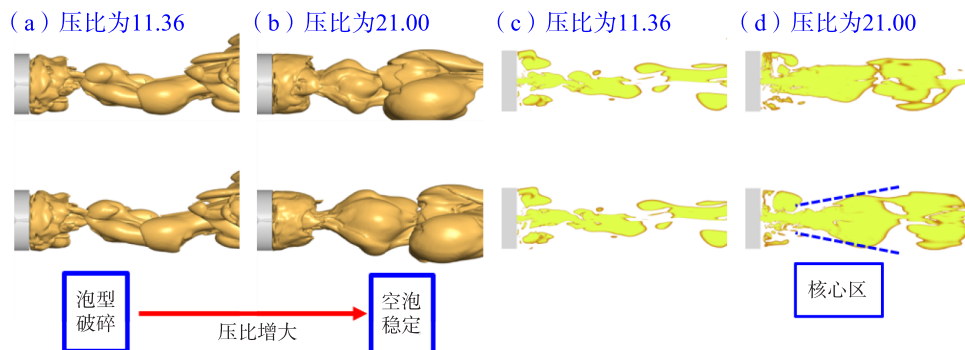


图 17 不同压比空泡形态与相图

Fig.17 Cavitation morphology and phase diagram for different pressure ratios

喷管处于欠膨胀状态,射流的流量相较于压比为 11.36 时有所增加,射流整体的体积增大,空泡的鼓胀、收缩较为规律,核心区空泡不断重复着轴向生长和脱落的过程,且空泡的径向长度沿 X 方向近乎线性增长(图 17(d))。图 18(a)为脉动射流不同压比下监测点 M7 的压力随时间变化的规律(0.04 s 时高压比射流已转为脉动射流)。压比为 21.00 时,虽然射流有了更大的动能,但是由射流鼓胀、收缩引发的对上游回转体底部压力扰动的幅度却有所下降,这是因为该压比下空泡鼓胀的尺度沿轴向近乎线性增长,流道面积变化相对稳定,由此引发的对上游的压力扰动相对减弱。

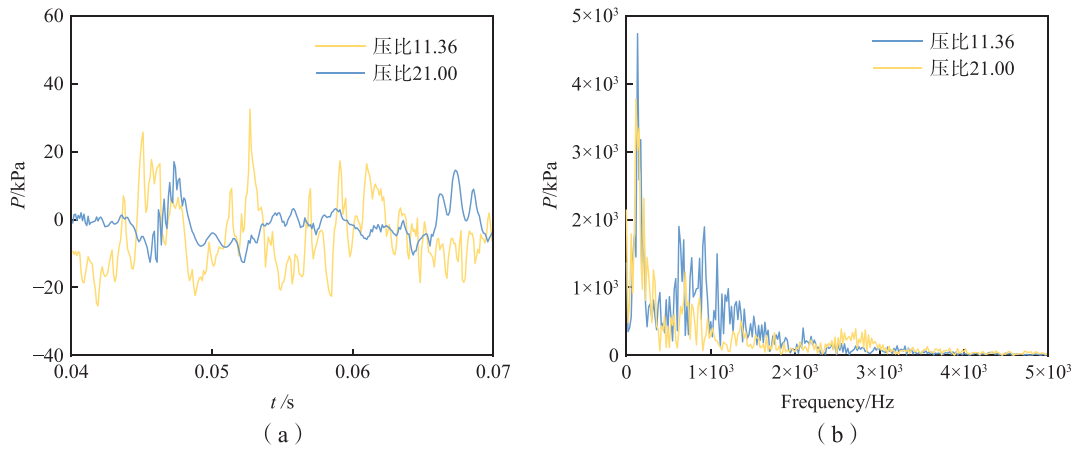


图 18 不同压比下监测点 M7 的压力及频谱

Fig.18 Time history and spectrum of pressures at monitoring point M7 under different pressure ratios

图 18(b)为不同压比下监测点 M7 的压力傅里叶变换处理后的结果,在压比为 11.36 时脉动压力频谱的峰值出现在 113 Hz,射流的机械能量主要集中在 100~1800 Hz;压比变为 21.00 后,脉动压力频谱的峰值受压比变化的影响不大,而射流能量的分布带宽发生变化,向低频转移为 100~1300 Hz,并且在高频区 2500~3000 Hz 内也出现了能量的集中分布。

2.4 脉动射流颈缩流道分布特征

脉动射流在发展过程中,流道面积不断鼓胀、收缩。本文基于 VOF 多相流模型,利用气相体积分数将任意时刻下不同位置处的流道面积计算出来,用 $S_{air,x,t}$ 表示,其中 x 表示沿 X 轴方向不同位置, t 表示任意时刻,流道面积计算方法由公式(5)给出,式中 $node$ 表示网格总数, α_{air} 为气相体积分数, ds 表示单个网格面积。如图 19 所示,将同一时刻下计算出的所有射流通道面积进行对比,取最小射流通道面积记为 β ,其出现的位置即为射流最大化颈缩的位置,本文将其定义为该时刻下射流的颈缩位置(针对高压比射流转变为脉动射流后),对不同时刻下的 β 及其出现的位置进行统计,不同时刻下射流的颈缩程度以 β/s 进行量化, β/s 的值越小代表颈缩越剧烈,其中 s 为喷管喉部面积。

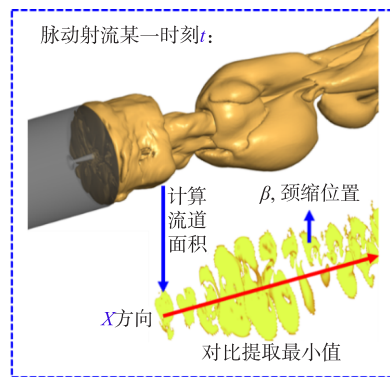


图 19 提取 β 与颈缩位置

Fig.19 Determination of β and neck position

$$S_{air,x,t} = \sum_{n=1}^{node} \alpha_{air} \cdot ds \tag{5}$$

$$\beta = S_{air,x,t,min} \tag{6}$$

高压比射流未向脉动射流转换前,射流空泡界面稳定, β/s 随时间变化幅度不大(图 20, 0~0.03 s),

但射流通道最小面积出现的位置随时间近乎匀速向下游推移(图 21, 0~0.03 s), 这期间初始空泡由径向转为轴向发展, 充气通道逐渐形成。在 0.032 s 后充气通道在两相间强剪切作用下失稳, 流道收缩, 射流向脉动射流转变, 射流进入脉动状态后, 气流通道不断收缩、鼓胀, 在水介质压力扰动和“回击”现象的不断反馈下, β/s 随时间开始剧烈波动, 但变化的峰值逐渐减小, 幅度随时间逐渐降低(图 20, 0.04~0.08 s), 这可能与初始空泡逐渐远离射流核心区, 因而空泡充气过程体积变化引发的对上游压力的扰动逐渐减弱有关。

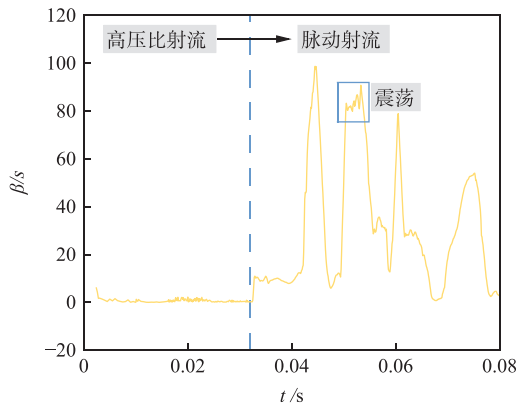


图 20 颈缩程度随时间变化规律

Fig.20 Variation of necking degree with time

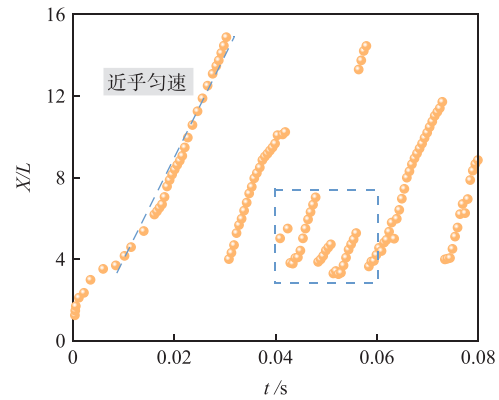


图 21 颈缩位置随时间变化规律

Fig.21 Change of necking position with time

在 0.04~0.06 s 时间段内, 初始空泡在充气过程中逐渐破碎, 导致剧烈的压力扰动, 对射流颈缩的位置和颈缩程度产生明显影响, 该时间段内 β/s 在峰值处产生震荡, 颈缩位置随时间分布的随机性增大。图 22 展示了不同位置出现颈缩的程度, 图 23 展示了不同位置出现颈缩现象的概率。分析对比发现, 脉动射流颈缩主要出现在 $X/L=4$ 位置附近, 且较弱程度的颈缩(β/s 比值较大)位置的分布, 在空间上是不连续的, 具有随机性。

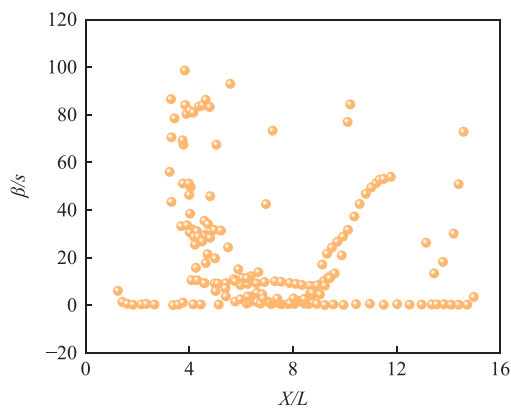


图 22 不同位置出现的颈缩程度

Fig.22 Necking degree at different locations

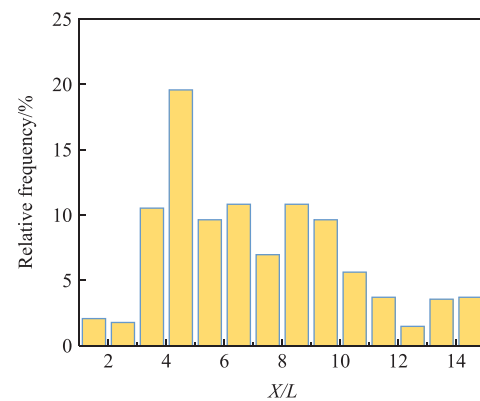


图 23 不同位置出现颈缩概率

Fig.23 Probability of necking occurrence at different positions

3 结 论

本文基于 VOF 模型对水下回转体尾部超声速射流诱导的流场特性展开研究, 分析了不同形态下射流诱导尾空泡的流场结构, 对脉动射流的形成机理和特征现象展开讨论与总结, 并得出如下结论:

(1) 射流尾空泡形态与喷管压比密切相关, 低压比射流(喷管未过膨胀)在尾涡的卷吸下, 诱导回转

体尾部形成完整空泡和部分破碎空泡,完整空泡尾部闭合处的破碎漏气导致其向部分破碎空泡转变;高压比射流受尾涡影响减小,在中后期向脉动射流转变,空泡形态演化为脉动空泡。

(2)两相界面射流剪切夹带作用导致了高压比射流向脉动射流的转变,射流边界处由于速度和密度梯度较大,在 Kelvin-Helmholtz 不稳定性影响下,边界处气水剧烈掺混,射流界面失稳,高压比射流出现脉动特性,“回击”现象与水介质压力的扰动,使射流脉动特性持续稳定地存在。

(3)脉动射流状态下,压比改变会使流场压力脉动特性发生改变,压比变为 21.00 后,喷管处于欠膨胀状态,管口空泡开始沿轴向稳定膨胀,由射流流道面积变化诱发的水介质压力扰动向上游的传递减弱,回转体底部压力波动幅度降低,射流能量的分布带宽向低频转移为 100~1300 Hz。

(4)脉动射流颈缩流道的分布特征,受初始空泡位置变化及其破碎的影响发生明显变化,初始空泡体积变化引发的对上游压力的扰动,随着空泡向下游移动而减弱,使得射流颈缩程度随时间波动的幅度逐渐降低,而初始空泡的破碎则会导致射流颈缩位置分布的不确定性增加。

参 考 文 献:

- [1] Jiang Y H, Shao S Y, Hong J R, et al. Experimental investigation of ventilated supercavitation with gas jet cavitator[J]. *Physics of Fluids*, 2018, 30(1): 012103.
- [2] 许佳伟. 不同深度下导弹水下点火燃气射流流场数值模拟[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
Xu J W. Numerical simulation of gas jet due to underwater missile of different ocean depths[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)
- [3] 鲁传敬, 陈 方, 樊 泓, 等. 导弹水下点火的流体动力研究[J]. *航空学报*, 1992(4): 124–130.
Lu C J, Chen F, Fan H, et al. The fluid dynamic research on the underwater ignition of missile[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1992(4): 124–130. (in Chinese)
- [4] 贺小艳, 马汉东, 纪楚群. 水下气体射流初期数值研究[J]. *水动力学研究与进展 (A 辑)*, 2004(2): 207–212.
He X Y, Ma H D, Ji C Q. Numerical simulation of gas jets in water[J]. *Journal of Hydrodynamics (Ser. A)*, 2004(2): 207–212. (in Chinese)
- [5] 张 春, 郁 伟, 王宝寿. 水下超声速燃气射流的初期流场特性研究[J]. *兵工学报*, 2018, 39(5): 961–968.
Zhang C, Yu W, Wang B S. Research on the initial flow field characteristics of underwater supersonic gas jets[J]. *Acta Armamentarii*, 2018, 39(5): 961–968. (in Chinese)
- [6] 王乐勤, 郝宗睿, 吴大转. 水下气体射流初期流场的数值研究[J]. *工程热物理学报*, 2009, 30(7): 1132–1135.
Wang L Q, Hao Z R, Wu D Z. Numerical simulation of initial flow field of underwater gas jet[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2009, 30(7): 1132–1135. (in Chinese)
- [7] Aoki T, Masuda S, Hatano A. Characteristics of submerged gas jets and a new type bottom blowing tuyere: Injection phenomena in extraction and refining[R]. Newcastle: Department of Metallurgy and Engineering Materials (University of Newcastle upon Tyne), 1982.
- [8] 王柏懿, 戴振卿, 戚隆溪, 等. 水下超声速气体射流回击现象的实验研究[J]. *力学学报*, 2007(2): 267–272.
Wang B Y, Dai Z Q, Qi L X, et al. Experimental study on back-attack phenomenon in underwater supersonic gas jets[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2007(2): 267–272. (in Chinese)
- [9] Dai Z Q, Wang B Y, Qi L X, et al. Experimental study on hydrodynamic behaviors of high-speed gas jets in still water[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2006, 22(5): 443–448.
- [10] 施红辉, 王柏懿, 戴振卿. 水下超声速气体射流的力学机制研究[J]. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2010, 40(1): 92–100.
Shi H H, Wang B Y, Dai Z Q. Research on the mechanics of underwater supersonic gas jets[J]. *Scientia Sinica: Physics, Mechanics & Astronomica*, 2010, 40(1): 92–100. (in Chinese)
- [11] Shi H H, Guo Q, Wang C, et al. Oscillation flow induced by underwater supersonic gas jets[J]. *Shock Waves*, 2010, 20(4): 347–352.

- [12] 王 超, 施红辉, 汪剑锋. 液体中可压缩气体射流的瞬态特性[J]. 化工学报, 2016, 67(6): 2291–2299.
Wang C, Shi H H, Wang J F. Transient characteristics of compressible gas jet in liquid[J]. *CIESC Journal*, 2016, 67(6): 2291–2299. (in Chinese)
- [13] 许 昊, 王 聪, 陆宏志, 等. 水下超声速气体射流诱导尾空泡实验研究[J]. 物理学报, 2018, 67(1): 198–210.
Xu H, Wang C, Lu H Z, et al. Experimental study on submerged supersonic gaseous jet induced tail cavity[J]. *Acta Physica Sinica*, 2018, 67(1): 198–210. (in Chinese)
- [14] Yang Q, Xu H, Li Y G, et al. Topology and cavitation number characteristics of the gaseous jet-induced tail cavity under co-flow[J]. *Physics of Fluids*, 2022, 34 (1).
- [15] Qu Z Y, Yang N N, Ma G H, et al. Experimental study on ventilated cavity flow at the tail of underwater vehicle under low surface tension[J]. *Ocean Engineering*, 2023, 267.
- [16] 张敏莉, 易仕和, 赵玉新. 超声速短化喷管的设计与实验研究[J]. 空气动力学学报, 2007(4): 500–503.
Zhang M L, Yi S H, Zhao Y X. The design and experimental investigations of supersonic length-shortened nozzle[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2007(4): 500–503. (in Chinese)
- [17] Hunter C A. Experimental investigation of separated nozzle flows[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(3): 527–532.